

# M-3H型ロケットの飛翔前試験と 発射整備作業

林 紀幸・東 照久  
渡 辺 良一\*・今 田 雄久\*

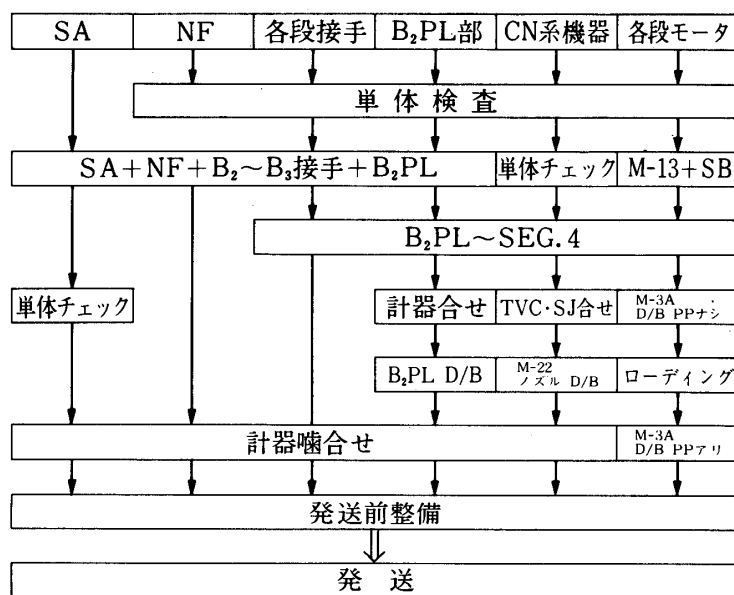
## 1. 概要

M型ロケットは、M-4S型から、M-3C型、そしてM-3H型へと性能向上を計ると共に、ロケット打上げまでの作業手順についても、各号機を打上げごとに検討され、支援設備等の充実により簡略化されてきた。ここでは、ロケットの単体部品完成後、各構成要素の機能、性能および信頼性を確認することを目的として、発送前作業およびKSCでの発射整備作業の主要項目について、その概要を述べる。なお、地上系オペレーション、組立オペレーション、フライトオペレーションの細部スケジュールについては、記録班の報告書と重複するので省略する。

## 2. 飛翔前試験

### 2-1. 発送前作業

ロケットの発送前作業は、各々製造された単体部品完成後第1図のごとく、単体検査、各



第1図 発送前作業フロー

モータ結合チェック（ミスアラインメント）、第2段計器合せ加工、第2段ノズル部 TVC、SJ 合せ加工、M-3A モータ、第2段計器部、M-22 ノズルダイナミックバランステスト等チェックを行い、計器部は最終的に噛合せ試験において、電氣的総合機能を確認し KSC に発送する。

## 2-2. ミスアラインメント測定

ロケットは多数の構造物が積重ねられ結合されている為、その垂直精度は、ロケットの飛翔に大きな影響をおよぼす。全段結合後のミスアラインメント量の計測は、ロケットの飛翔中の姿勢とミスアラインメントがどのように関係しているか解析する資料の一部にすると共に、今後の飛翔計画のためのデータ蓄積を目的として計画した。

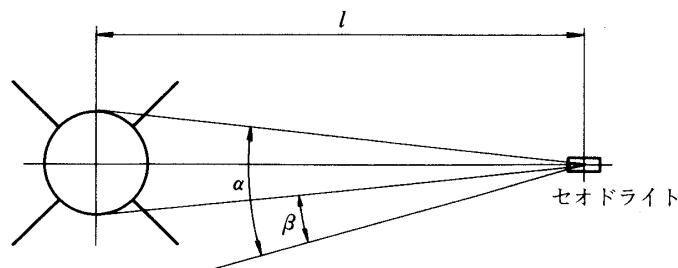
### 1) 計測方法

ロケットを機体組立塔内のターンテーブルにセットし、第2図のように機体の左右測面にセオドライトの視点を合せ、基準面からの角度 $\alpha$ 及び $\beta$ を計測する $\alpha$ と $\beta$ の差角の半角を機軸とし、距離 $l$ から機軸のミスアラインメントを算出する。ターンテーブルを規定の角度に回転しながらこの方法での計測を繰返す。この際距離 $l$ の関係から機体真横の側壁は見え、若干手前を計測しているが、その誤差は無視している。

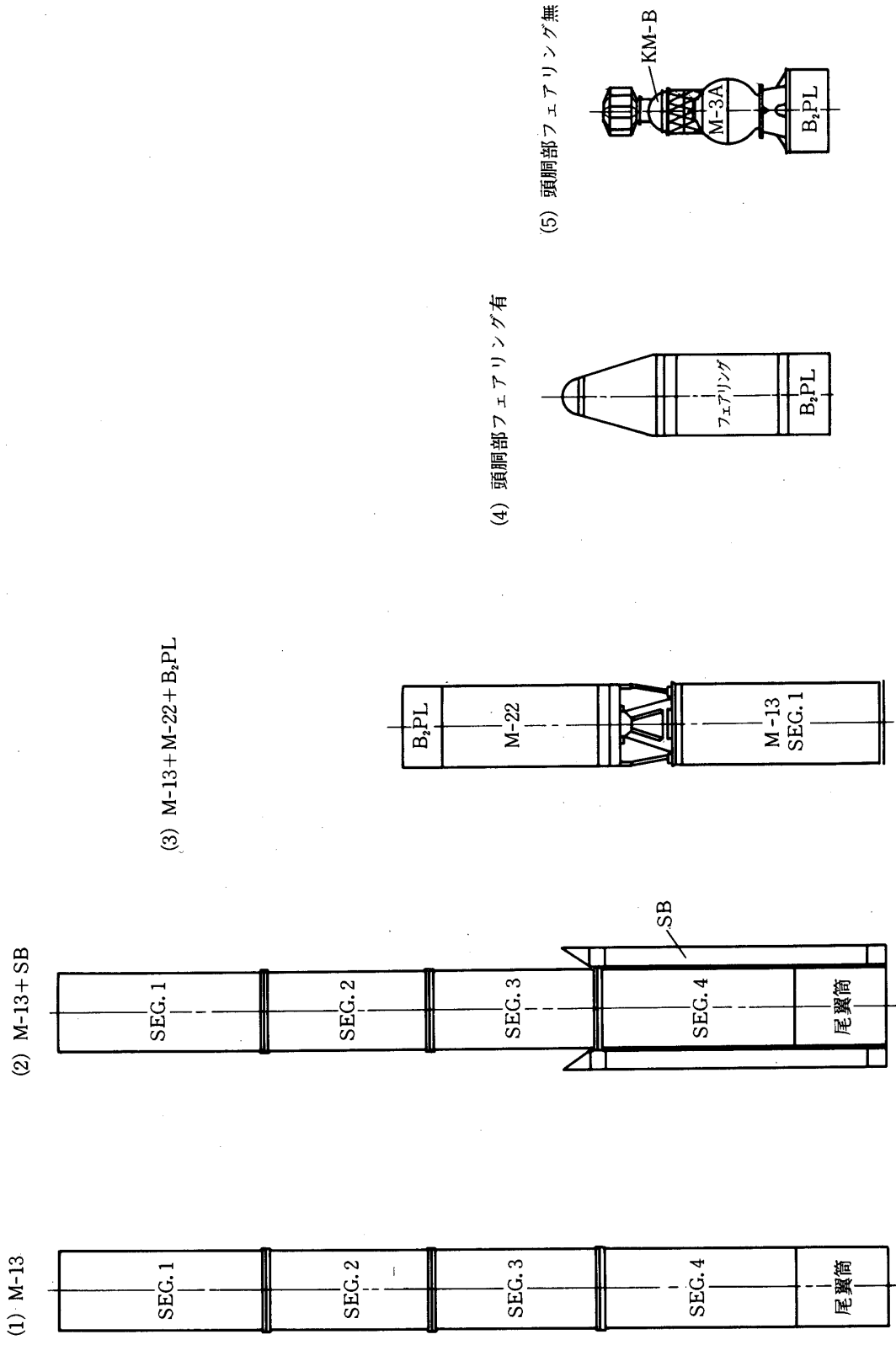
なお、機体組立塔の大きさの関係で全段結合状態での計測は不可能な為、次の5段階に分割して計測し、それぞれのデータを最終的にまとめている。M-3H-3号機はKSCにおいて、全段結合オンランチャの状態での計測を行った。

- (1) M-13 (尾翼筒 + SEG 4 + SEG 3 + SEG 2 + SEG 1)
- (2) M-13 + SB ((1) + SB)
- (3) M-22 + B<sub>2</sub>PL (M-13 SEG.1 + M-22 + B<sub>2</sub>PL)
- (4) B<sub>2</sub>PL + ノーズフェアリング
- (5) B<sub>2</sub>PL ~ SA

以上5段階に分割し計測を行った。第3図はM-3H-3号機の計測分割図である。



第2図 計測方法



第3図 計測分割図 (M-3H-3号機)

## 2) 計測結果(全段結合)

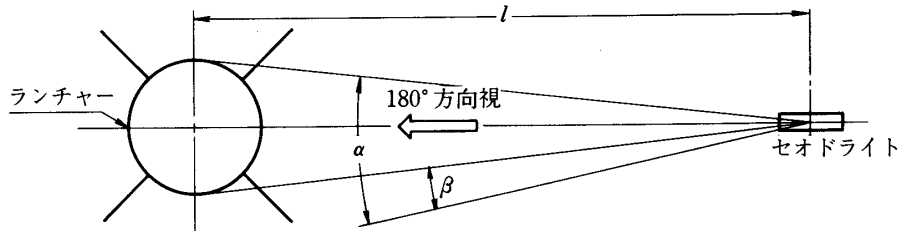
M-3H型ロケットの全段結合のデータは、分割して計測したデータを補正計算している為、その誤差が入っているし、ターンテーブルの倒れをグラフから推定する際にも誤差が生じる、並びにそのターンテーブルの倒れをランチャブームと想定した際にも誤差が含まれるので、データの解釈に当ってはそれらを考慮する必要がある。第4図はランチャ方向を0度として反対側180度方向にセオドライトをセットした図であり、機体先端の倒れを計測した結果(他ロケットも含め)をまとめたものが第1表である。また、4方向(0度、90度、

第1表 180度方向視、機体先端の倒れ

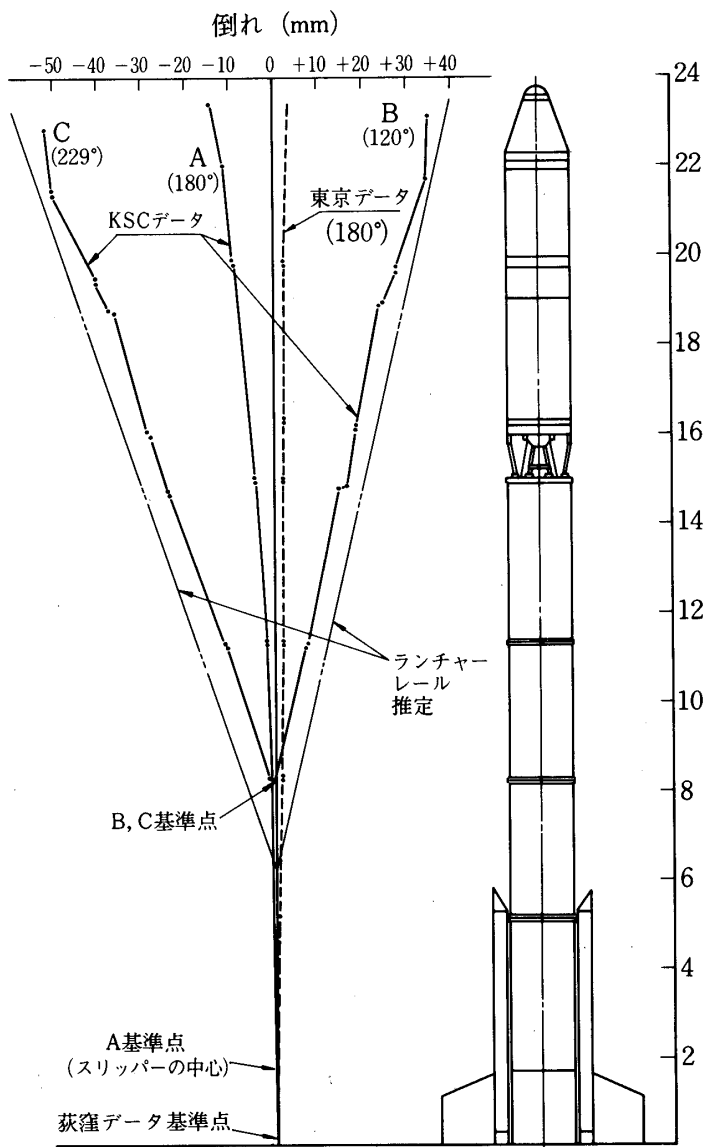
号 機	機体の倒れ	機体の倒れ角
M-4S-3	17 mm	$\frac{0.87}{1000}$ rad
M-4S-4	5 mm	$\frac{0.19}{1000}$ rad
M-3C-1	3 mm	$\frac{0.15}{1000}$ rad
M-3C-2	1.3 mm	$\frac{0.06}{1000}$ rad
M-3C-3	2.4 mm	$\frac{0.12}{1000}$ rad
M-3H-1	1.5 mm	$\frac{0.06}{1000}$ rad
M-3H-2	8.2 mm	$\frac{0.35}{1000}$ rad
M-3H-3	3.6 mm	$\frac{0.15}{1000}$ rad

第2表 4方向視計測値最大比較(機体先端)

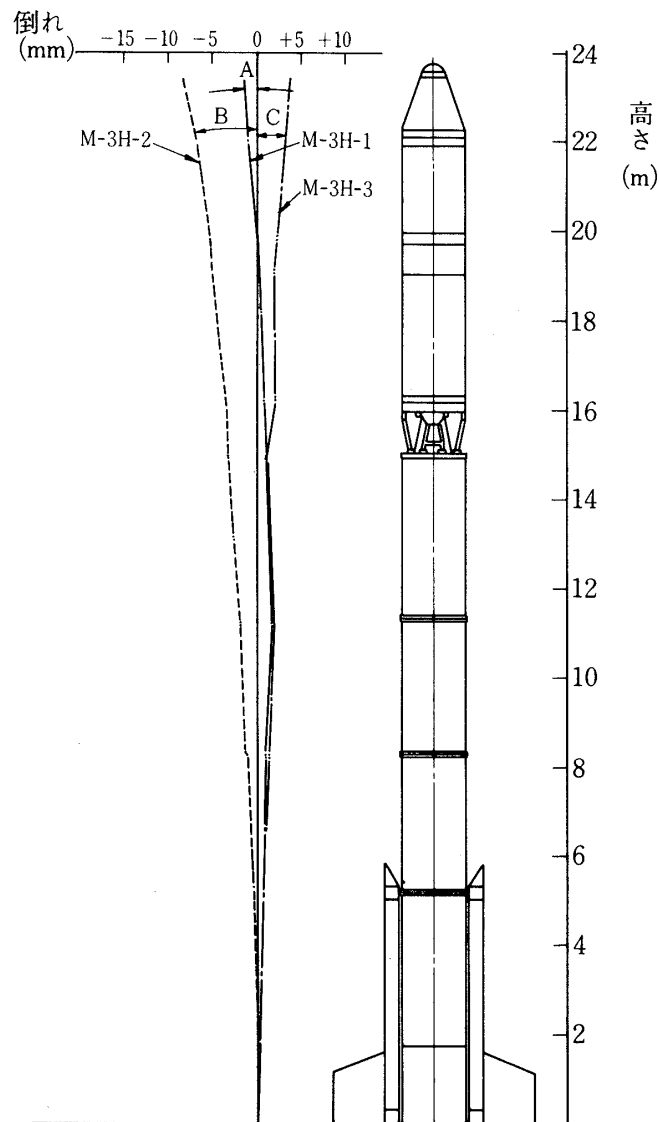
号 機	倒れ方向	機体の倒れ	機体の倒れ角
M-3C-1	90°	4.4 mm	$\frac{0.22}{1000}$ rad
M-3C-2	270°	3.5 mm	$\frac{0.18}{1000}$ rad
M-3C-3	90°	5.6 mm	$\frac{0.28}{1000}$ rad
M-3H-1	90°	7.3 mm	$\frac{0.31}{1000}$ rad
M-3H-2	180°	8.2 mm	$\frac{0.35}{1000}$ rad
M-3H-3	270°	14.2 mm	$\frac{0.60}{1000}$ rad
M-3C-4	0°	4.5 mm	$\frac{0.22}{1000}$ rad
M-3S-1	0°	4.2 mm	$\frac{0.21}{1000}$ rad



第4図 180度方向可視図



第5図 全機アラインメント (M-3H-3. 東京, KSC比較)



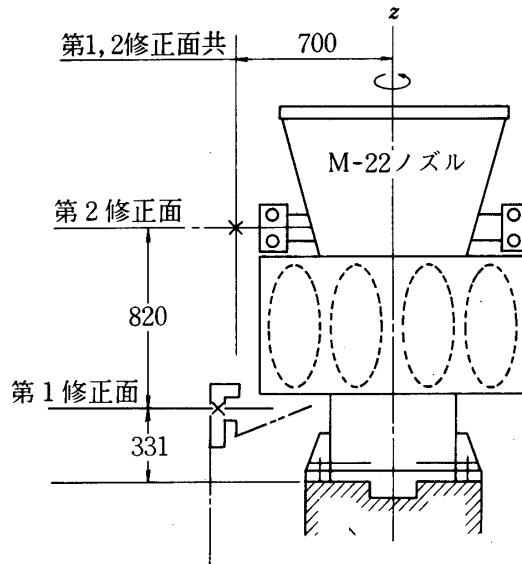
第6図 M-3H-1, 2, 3各号機, アラインメント比較図  
(ランチャーを垂直とした時の180度計測値)

180度, 270度)からの計測値で最も大きかった倒れを第2表に示す. なお, 第5図は, 東京での分割計測値とKSCでの全機アラインメント計測値をグラフ化したものであり, 第6図はM-3H-1, 2, 3号機の分割計測値のデータをグラフ化した比較図である.

### 2-3. ダイナミックバランス測定

ロケットのダイナミックバランスは, 機体の飛翔安定を保つ為に必要欠くべからざるテストであり, より高い精度が要求される. これは衛星打出し方向設定後, 第3段モータ点火前に約2 Hzのスピンを与え安定を保つもので, 第2段ノズル部からキックモータまでのダイナミックアンバランスを補正することを目的として行う. 以下に各部の補正位置と補正量を示す.

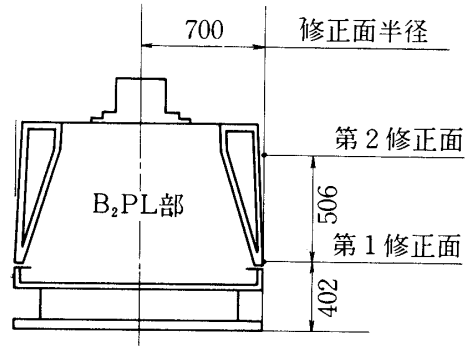
1) M-22 モータ ノズル部



位置	M-3H-1		M-3H-2		M-3H-3	
	角 度	計測重量	角 度	計測重量	角 度	計測重量
第 1 修 正 面	23°	2.6 kg	15°	3.5 kg	29°	6.8 kg
第 2 修 正 面	40°	1.4 kg	16°	1.9 kg	312°	1.5 kg

角度はランチャ位置から時計廻りの角度を示す。

## 2) 第2段計器部

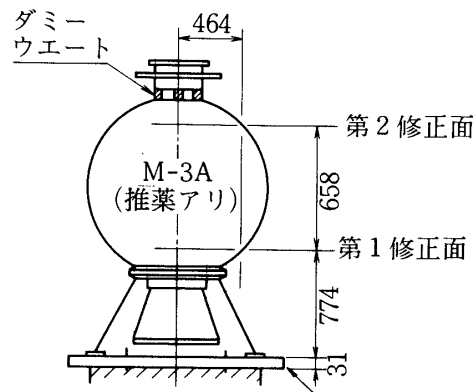


供試体スピン数 150 r. p. m

位置	号機 M-3H-1		号機 M-3H-2		号機 M-3H-3	
	角度	計測重量	角度	計測重量	角度	計測重量
第1修正面	145°	1.9 kg	163°	3.1 kg	157°	3.0 kg
第1修正面	242°	3.5 kg	251°	2.6 kg	265°	2.4 kg

角度はランチャ位置から時計廻りの角度を示す。

## 3) M-3Aモータ部 (M-3H-1, 2)



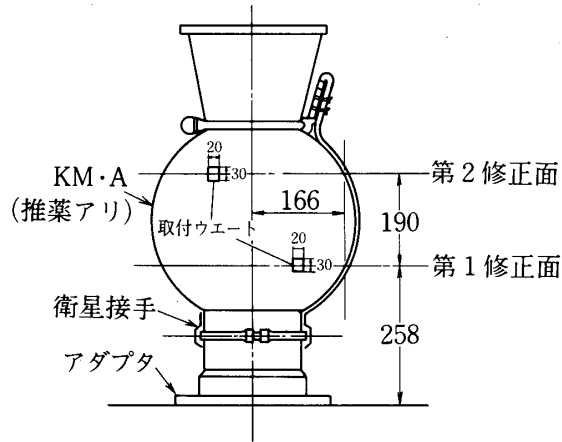
供試体スピン数 150 r. p. m

号機	アンバランス量 (gr)	備考
M-3H-2	337	ダミーウェイト付
M-3H-1	167	ダミーウェイト無し
M-3C-3	170	"

\*M-3H-2, M-3H-1とのアンバランス差は頭部にダミーウェイトが付いたため生じたものである。

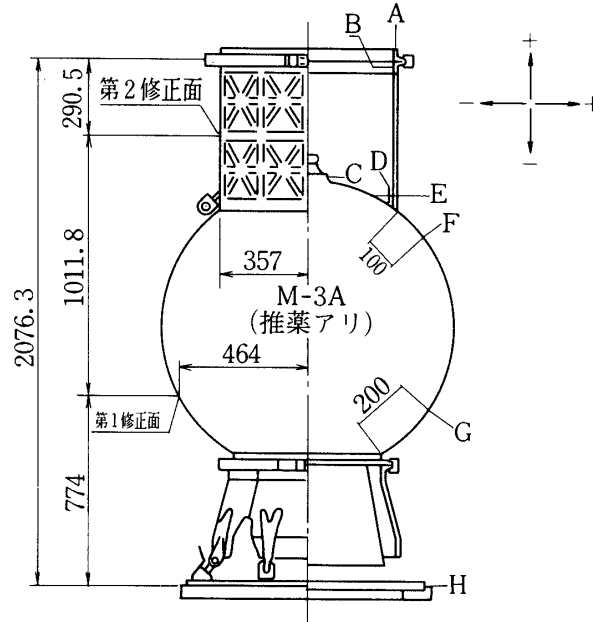


4) SA 接手~KM-A (M-3H-1, 2)



号機	修正位置		アンバランス量 (gr)			備考
			修正前	修正後	修正後の残量	
M・3H・2	第一修正面	90°	76			計測条件 (1)修正面 ・半径 166 m/m ・第1修正面 258 m/m ・第2修正面 190 m/m
		93.5°		58.6		
		240°			2 (0.33 grm)	
	第二修正面	239°	82			
		234°		79.2		
		130°			2 (0.33 grm)	
	修正総重量 (gr)			137.8		
M・3H・1	第一修正面	230°	62			(2)回転数 180 rpm
		250°		61		
		100°			5 (0.83 grm)	
	第二修正面	305°	56			
		298°		46		
		10°			1 (0.16 grm)	
	修正総重量 (gr)			107		

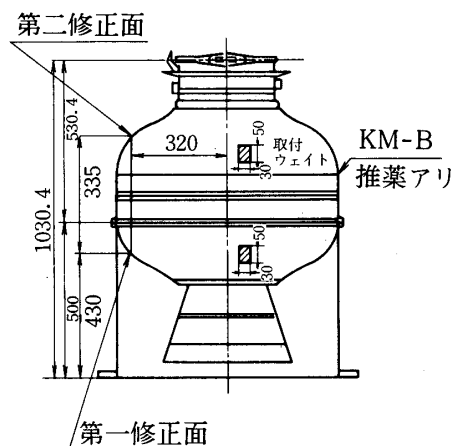
## 5) M-3A ~ KM-B 接手 (M-3H-3)



修正位置		アンバランス量		
		修正前	修正後	修正後 (残量)
第1修正面	356°	1740 g	1000 g	
	315°		50 g	
	138°			10 g (4.6 g-m/180 rpm)
第2修正面	8°	880 g		
	7°		1210 g	
	358°			15 g (5.4 g-m/180 rpm)

(規格値 : 各修正面 10 g-m/180 rpm 以内)

## 6) KM-B ~ SA 接手 (M-3H-3)



修正位置		アンバランス量		
		修正前	修正量	修正後
第一修正面	330°	125 (gr)	——	——
	326°	——	167 (gr)	——
	0°	——	——	7 (gr) (2.2 gr-m/180 rpm)
第二修正面	192°	125 (gr)	——	——
	199°	——	150 (gr)	——
	240°	——	——	4 (gr) (1.3 gr-m/180 rpm)

(規格値 : 各修正面で 10 gr-m/180 rpm)

## 2-4. 計器噛合せ試験

各搭載機器の単体チェック後、計器部としての動作確認のため、電気総合試験、環境試験、TVC・SJ・CN系動作試験、対衛星部との総合動作試験、および総合タイマ試験などを実施し、飛翔前試験における手順、各試験の経過、結果、ならびに試験中に生じた問題点および、その対策、処置などを検討する。以下にその試験項目を述べる。

## 1) 計器動作試験

単体として電氣的性能を満足した搭載装置を相互接続したとき、搭載装置相互の入出力が正常に接続され、かつ、これらの機能に関連した電氣的性能を確認する。この間に異常があれば、相互に調整をとり、正常に結合、動作させるように処置する。

## 2) 組込後の動作試験, タイマ動作試験

各計器を計器部として組み上げ, 搭載装置の測定機能, 指令機能, ならびに, これらの機能に関連した電気的性能を確認する. また搭載装置相互間の干渉をしらべ, 総合的見地から調整をはかる. タイマ動作試験は, 種々の条件に対応したタイマ機能の動作確認をする.

## 3) 衝撃, 振動試験

計器部が, ロケットの飛しょう中に受ける振動, 衝撃に対し, 機械的性能, 電気的性能を十分に満足する耐振性のあることを確認する.

## 4) スピнтаイマ試験

計器部のスピンにおける姿勢制御系の出力信号, タイマ系の動作機能, および, 総べての搭載機器のスピン時における動作を確認する.

## 5) SJ・TVC・CN系の総合動作試験

計器部と SJ・TVC・CN 系, との相互接続したとき, 装置相互の入出力が正常に接続され, かつ, SJ・TVC および CN 系の機能に関連した電気的性能を確認する.

## 6) 総合動作試験

頭胴部を組上げ, 計器部および衛星本体として, 電気的性能を満足した. 搭載装置相互間の干渉をしらべ, かつ, 計器部, 衛星本体との総合タイマ試験の確認を行い, 総合的見地から調整をはかる. また, 保安コマンド系への電波障害を調べる.

### 3. 発射整備作業

KSCにおける発射整備作業はM-3C型ロケットでほぼ確立され, M-3H-1号機は, M-3C型と同じオペレーションで作業が行われたが, 2号機以降, 発射整備作業の簡略化と日程短縮が行われた. すなわち KSC における発射整備作業は機体の信頼性を落とさぬことを前提として, 地上系オペレーションから, 組立オペレーションを経て, フライトオペレーションに至る一連の整備作業を系統的に見直し, 出来る限りの作業の簡略化と日程短縮の努力が行われた. まず2号機では組立オペレーション後, 第1段ロケット(M-13, SB)を分離せず整備塔内に保管し, そのままフライトにのぞんだ, 一方第2段ノズル部に搭載されたCN機器は組立オペレーション後, SJ エンジンを除きM-22 モータに組付けた状態で推薬庫に保管し, フライトオペレーションにのぞんだ, さらに3号機では第1段ロケットとTVC・SJ装置を搭載した第2段M-22 モータまでを整備塔内に保管し, 分解, 再組立とそれらに付随する関連作業が省略された.

#### 3-1. 発射整備作業

発射整備作業は, 大きく分けると三つのオペレーションになる. 支援設備の動作, 機能チェックを目的とした地上系オペレーション, フライト用実機体を使用(衛星のみダミー)し, オペレーションテスト後, アップステージ以外は分解せずフライトオペレーションに供する. 組立オペレーション, そして最終整備作業であるフライトオペレーションである. その他組立オペレーションからフライトオペレーションの作業を停止期間は, 保守点検作業を行い, 特にモータ推進薬系の温度による変化をウォッチしている. 各オペレーションはフライトに至るまでの一連の系統的作業であり, M-3H-3号ではほぼその性格付けと方法が確立され

たものと思われる。

M-3Hの各オペレーションのマススケジュールは先にも述べたごとく、記録班の報告と重複するのでここでは省略する。

### 3-2. 保守点検

保守点検は、M-3H-2号機からの日程短縮に伴い、整備塔、クリーンブース、推薬庫内に保管されたモータの温度、湿度管理を行い、保守点検を行った。M-3H-2号機は冬期であり、M-3H-3号機は夏期に約1ヶ月半の保管になった。

#### 1) M-3H-2号機

M-3H-2号機は、第1段ロケット(M-13モータ、SBモータ)を整備塔内に保管し、第2段ロケット(M-22モータ)は推薬庫、第3段ロケット(M-3Aモータ)は、第2段計器部接続されたままクリーンブース内に保管した。保管は冬期低温でオペレーション開始から空調を行い、薬温は5℃以上を目標に保ち、湿度については特に目標を設定せず、静電気の発生を極力さける様作業上注意した。推進薬温度の計測はカップル線を推薬面に貼付けデジタル温度測定器で計測した。整備塔内温度は塔内に設置してある自動記録計により記録した。クリーンブース、推薬庫は1週間手巻式湿温記録計により記録を行った。なお、今回M-3H-2号よりモータの垂直保管による推進薬の変型を調べる為、M-13推薬内孔計測も初めての試みとして棒マイクロメータによって行ったが計測法に問題があり精度に難があり次回の参考資料程度となった。

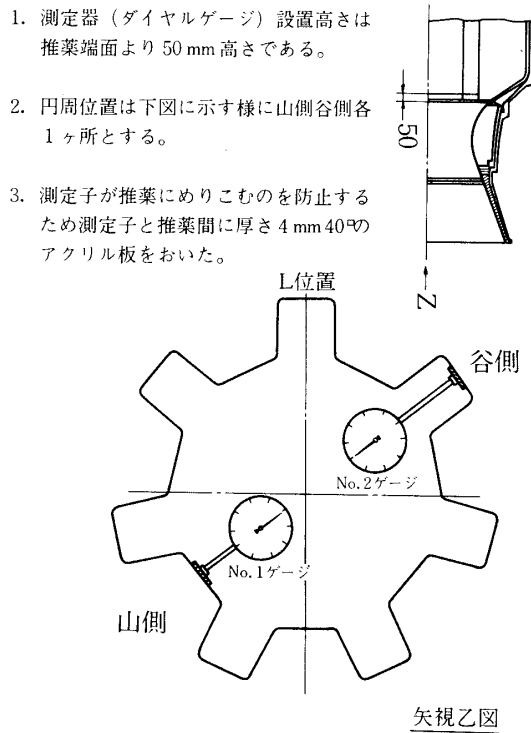
#### 2) M-3H-3号機

M-3H-3号機では、フライトオベの日程を短縮する為、第1段、第2段ロケットを実機装備本組状態で整備塔内に保管した。機体の保管期間は高温、多湿の夏場に当たった為、保守点検には最大の注意を払った。

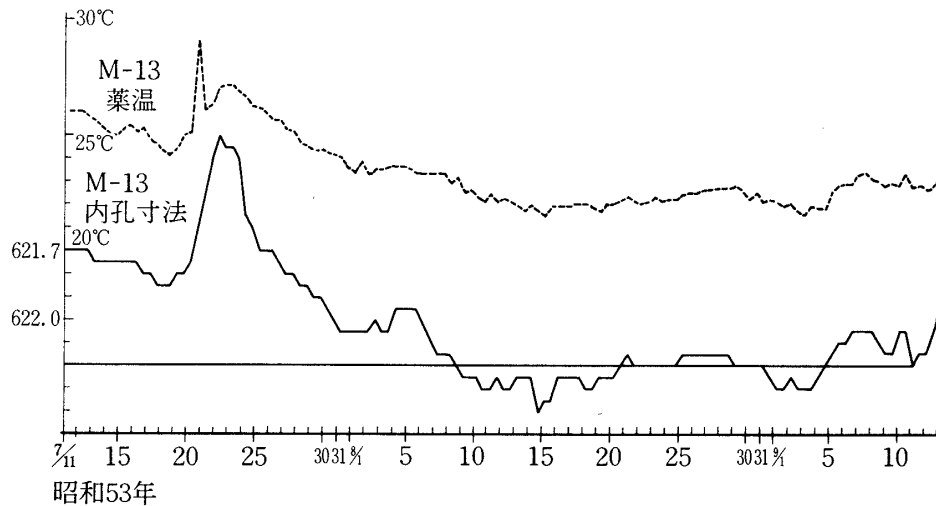
温度、湿度管理は、推進薬の高温老化を防ぐ為、保管中の環境温度を30℃以下に設定し、この範囲内に収める様に空調を実施した。湿度については40~60%以内を目標と定め、この範囲に収める様に機体全体をビニールカバーで包み、外気とシャ断し、ビニールカバー内に湿度20~30%の乾燥空気を流しコントロールを実施した。この結果ビニールカバーの内側と外側では約15%の差が生じ、水分の凝結を抑えることができ良好な環境を作ることができた。計測は、温度についてはM-3H-2号機と全く同じとし、湿度については、整備塔内とビニールカバー内に湿度計をセットして計測した。また、M-13推進薬の内孔測定も同時に行った。これは2号機の測定の経験を生かし、M-13モータノズル付近にダイヤルゲージを用いた専用測定器(第7図)をセットし、ダイヤルゲージの読み取りを行った。結果は2号機の棒マイクロに比べ計測精度が向上し、且つ安全で短時間で計測することが出来た。第8図はM-3H-3、M-13モータ孔測定記録である。

### 3-3. 今後の展望

M-3C型に続くM-3H型ロケットは一応終了し、今後はM-3S型ロケットを迎えることになる。M-3S型は第1段目から姿勢制御を行うもので、新しい試みとして、電気油圧サーボ弁を用いた比例TVCによるピッチ・ヨー制御と固体モータによるロール制御を行うSMRCが搭載される。



第7図 M-13モータ内孔測定位置図



第8図 M-3H-3, M-13モータ内孔測定記録

第1段姿勢制御装置の搭載により発射整備作業も従来に増して複雑になるものと思われる。これに対処する為従来は地上系オペレーション、組立オペレーション、フライトオペレーションであったものを地上系オペレーション後に総合テストオペレーションを新たに追加し、主に姿製制御装置と搭載電気系の機能を確認する期間を設け、作業の効率化を計画している。すなわちM-3S型の発射整備作業は地上系オペレーション、総合テストオペレーション、組立オペレーション、フライトオペレーションで構成される予定である。

1980年1月21日 新設部(工学)